

**PRODUCT MADE OF AN ALCUMG ALLOY FOR AIRCRAFT  
STRUCTURAL ELEMENTS**

Patent Number: ☐ US2002014288  
Publication date: 2002-02-07  
Inventor(s): LASSINCE PHILIPPE (FR); LEQUEU PHILIPPE (FR); WARNER TIMOTHY (FR)  
Applicant(s):  
Requested Patent: ☐ EP1026270  
Application Number: US20000479924 20000110  
Priority Number(s): FR19990001468 19990204; FR19990010682 19990818  
IPC Classification: C22C21/06; C22C21/16; C22C21/10  
EC Classification: C22C21/16, C22F1/057  
Equivalents: ☐ FR2789406, ☐ GB2346381

---

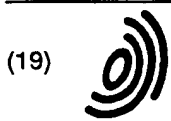
**Abstract**

---

Rolled, extruded or forged product made of an AlCuMg alloy processed by solution heat treatment, quenching and cold stretching, to be used in the manufacture of aircraft structural elements, with the following composition (% by weight): 1.  
Fe<0.15 Si<0.15 Cu:3.8-4.4 Mg:1-1.5 Mn:0.5-0.8 Zr:0.08-0.15  
other elements: <0.05 each and <0.15 total with a ratio  $R_m(L)/R_{0.2}(L) > 1.25$ . The invention is particularly applicable to the manufacture of lower wings, and has a set of properties (toughness, crack propagation rate, fatigue strength, residual stress level), that are better than alloy 2024

---

Data supplied from the esp@cenet database - I2



Europäisches Patentamt  
European Patent Office  
Office européen des brevets



(11) EP 1 026 270 A1

(12) DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

(43) Date de publication:  
09.08.2000 Bulletin 2000/32

(51) Int. Cl.<sup>7</sup>: C22C 21/16, C22F 1/057

(21) Numéro de dépôt: 00420020.0

(22) Date de dépôt: 01.02.2000

(84) Etats contractants désignés:  
AT BE CH CY DE DK ES FI FR GB GR IE IT LI LU  
MC NL PT SE  
Etats d'extension désignés:  
AL LT LV MK RO SI

(30) Priorité: 04.02.1999 FR 9901468  
18.08.1999 FR 9910682

(71) Demandeur: Pechiney Rhenalu  
75116 Paris (FR)

(72) Inventeurs:  
• Warner, Timothy  
38340 Voreppe (FR)  
• Lassince, Philippe  
63500 Issoire (FR)  
• Lequeu, Philippe  
63500 Issoire (FR)

(74) Mandataire:  
Mougeot, Jean-Claude et al  
PECHINEY  
Immeuble "SIS"  
217, cours Lafayette  
69451 Lyon Cedex 06 (FR)

(54) Produit en alliage AlCuMg pour élément de structure d'avions

(57) L'invention a pour objet un produit laminé, filé ou forgé en alliage AlCuMg, traité par mise en solution, trempe et traction à froid, destiné à la fabrication d'éléments de structure d'avion, de composition (% en poids) :

Fe < 0,15 Si < 0,15 Cu : 3,8 - 4,4 Mg : 1 - 1,5  
Mn : 0,5 - 0,8 Zr : 0,08 - 0,15 autres éléments : < 0,05  
chacun et < 0,15 au total, reste aluminium, et présentant un rapport  $R_m(L)/R_{0,2}(L) > 1,25$ .

L'invention s'applique plus particulièrement à la fabrication d'intrados d'ailes, présentant un ensemble de propriétés (ténacité, vitesse de propagation de fissure, résistance à la fatigue, niveau de contraintes résiduelles) améliorées par rapport à l'alliage 2024.

EP 1 026 270 A1

## Description

## Domaine technique

- 5 [0001] L'invention concerne des produits laminés, filés ou forgés en alliage AlCuMg trempés et tractionnés, destinés à la fabrication d'éléments de structure d'avion, notamment des panneaux de peau et des raidisseurs d'intrados de voilure, et présentant, par rapport aux produits de l'art antérieur utilisés pour la même application, un compromis amélioré entre les propriétés de résistance mécanique, de formabilité, de ténacité, de tolérance aux dommages et contraintes résiduelles. La désignation des alliages et des états métallurgiques correspond à la nomenclature de l'Aluminum Association, reprise par les normes européennes EN 515 et EN 573.

## Etat de la technique

- 15 [0002] Les ailes d'avions commerciaux de grande capacité comportent une partie supérieure (ou extradados) constituée d'une peau fabriquée à partir de tôles épaisses en alliage 7150 à l'état T651, ou en alliage 7055 à l'état T7751 ou 7449 à l'état T7951, et de raidisseurs fabriqués à partir de profilés du même alliage, et une partie inférieure (ou intrados) constituée d'une peau fabriquée à partir de tôles épaisses en alliage 2024 à l'état T351 ou 2324 à l'état T39, et de raidisseurs fabriqués à partir de profilés du même alliage. Les deux parties sont assemblées par des longerons et des nervures.
- 20 [0003] L'alliage 2024 selon la désignation de l'Aluminum Association ou la norme EN 573-3 a la composition chimique suivante (% en poids) :  
 $Si < 0,5$   $Fe < 0,5$   $Cu : 3,8 - 4,9$   $Mg : 1,2 - 1,8$   $Mn : 0,3 - 0,9$   $Cr < 0,10$   $Zn < 0,25$   $Ti < 0,15$   
 Différentes variantes ont été développées et déposées à l'Aluminum Association sous les désignations 2224, 2324 et 2424, avec notamment des teneurs plus limitées en silicium et en fer. L'alliage 2324 à l'état T39 a fait l'objet du brevet EP 0038605 (= US 4294625) de Boeing, dans lequel l'amélioration de la limite d'élasticité est obtenue par écrouissage à l'aide d'une passe de laminage à froid après trempe. Cet écrouissage tend à diminuer la ténacité et, pour compenser la baisse de ténacité, on diminue les teneurs en Fe, Si, Cu et Mg. Boeing a également développé l'alliage 2034 de composition :
- 30  $Si < 0,10$   $Fe < 0,12$   $Cu : 4,2 - 4,8$   $Mg : 1,3 - 1,9$   
 $Mn : 0,8 - 1,3$   $Cr < 0,05$   $Zn < 0,20$   $Ti < 0,15$   $Zr : 0,08 - 0,15$   
 Cet alliage a fait l'objet du brevet EP 0031605 (= US 4336075). Il présente, par rapport au 2024 à l'état T351, une meilleure limite d'élasticité spécifique due à l'augmentation de la teneur en manganèse et à l'ajout d'un autre antirecristallisant (Zr), ainsi qu'une ténacité et une résistance à la fatigue améliorées.
- 35 [0004] Le brevet EP 0473122 (= US 5213639) d'Alcoa décrit un alliage, enregistré à l'Aluminum Association comme 2524, de composition:  $Si < 0,10$   $Fe < 0,12$   $Cu : 3,8 - 4,5$   $Mg : 1,2 - 1,8$   $Mn : 0,3 - 0,9$  pouvant contenir éventuellement un autre antirecristallisant (Zr, V, Hf, Cr, Ag ou Sc). Cet alliage est destiné plus particulièrement aux tôles minces pour fuselage et présente une ténacité et une résistance à la propagation de fissures améliorées par rapport au 2024.
- 40 [0005] La demande de brevet EP 0731185 de la demanderesse concerne un alliage, enregistré ultérieurement sous le n° 2024A, de composition:  $Si < 0,25$   $Fe < 0,25$   $Cu : 3,5 - 5$   $Mg : 1 - 2$   $Mn < 0,55$  avec la relation :  $0 < Mn - 2Fe < 0,2$  Les tôles épaisses en cet alliage présentent à la fois une ténacité améliorée et un niveau réduit de contraintes résiduelles, sans perte sur les autres propriétés.
- 45 [0006] Les brevets US 5863359 et US 5865914 d'Alcoa concernent respectivement une aile d'avion comportant un intrados en alliage de composition :  
 $Cu : 3,6 - 4$   $Mg : 1 - 1,6$  (préf. : 1,15 - 1,5)  $Mn : 0,3 - 0,7$  (préf. : 0,5 - 0,6)  $Zr : 0,05 - 0,25$  et préférentiellement  $Fe < 0,07$  et  $Si < 0,05$   
 présentant à la fois les propriétés suivantes :  $R_{0,2}(LT) > 60$  ksi (414 MPa) et  $K_{1c}(L-T) > 38$  ksi  $\sqrt{\text{inch}}$  (42 MPa  $\sqrt{\text{m}}$ ), et un procédé de fabrication d'un élément d'intrados ayant un  $R_{0,2}(LT) > 60$  ksi comprenant la coulée d'un alliage de la composition précédente, une homogénéisation entre 471 et 482°C, une transformation à chaud à une température  $> 399^\circ\text{C}$ , une mise en solution au dessus de 488°C, une trempe, un écrouissage à froid de préférence de plus de 9% et une traction d'au moins 1%.

## Problème posé

- 55 [0007] Pour la construction de nouveaux avions commerciaux de grande capacité, il est certes impératif de limiter le poids, de sorte que les cahiers des charges des constructeurs imposent des contraintes typiques plus élevées pour les panneaux de voilure, ce qui entraîne des valeurs minimales plus élevées pour les caractéristiques mécaniques statiques et la tolérance aux dommages des produits en alliage d'aluminium utilisés. L'utilisation de produits écrouis à l'état T39, tels que ceux préconisés dans les brevets US 5863359 et US 5865914, si elle conduit à des limites d'élasticité

$R_{0,2}$  élevées, présente cependant un certain nombre d'inconvénients pour d'autres propriétés d'emploi importantes dans l'application visée. En effet, il en résulte un écart plastique, c'est-à-dire une différence entre la résistance à la rupture  $R_m$  et la limite d'élasticité  $R_{0,2}$ , très réduit, ce qui entraîne une formabilité à froid plus faible et une moins bonne tenue en propagation de fissures de fatigue avec chargement à amplitude variable. En effet, le ralentissement de la propagation des fissures après surcharge partielle est moins important si l'écart plastique est réduit.

[0008] De plus, des pièces de plus grande dimension doivent être usinées sans distorsion dans des tôles plus épaisses, ce qui implique une meilleure maîtrise du niveau de contraintes résiduelles. Or, l'état T39 s'est révélé peu favorable de ce point de vue.

[0009] Le but de l'invention est donc de fournir des produits en alliage AlCuMg à l'état trempé et déformé à froid, destinés à la fabrication d'intrados d'ailes d'avion, et présentant, par rapport aux produits similaires de l'art antérieur, un compromis plus favorable pour l'ensemble des propriétés d'emploi : résistance mécanique, vitesse de propagation de fissures, ténacité, résistance à la fatigue, et taux de contraintes résiduelles.

### Objet de l'invention

[0010] L'invention a pour objet un produit laminé, filé ou forgé en alliage AlCuMg, traité par mise en solution, trempe et traction à froid, destiné à la fabrication d'éléments de structure d'avion, de composition (% en poids) :

Fe < 0,15 Si < 0,15 Cu : 3,8 - 4,4 (préf. : 4,0 - 4,3) Mg : 1,0 - 1,5 Mn : 0,5 - 0,8 Zr : 0,08 - 0,15 autres éléments : < 0,05 chacun et < 0,15 au total, présentant un rapport  $R_m(L)/R_{0,2}(L)$  de la résistance à la rupture dans le sens L à la limite élastique dans le sens L, supérieur à 1,25 (et de préférence à 1,30).

[0011] Elle a également pour objet un produit laminé (une tôle) de même composition d'épaisseur comprise entre 6 et 60 mm et présentant à l'état trempé et tractionné l'un au moins des groupes de propriétés suivantes :

a) Résistance à la rupture  $R_m(L) > 475$  MPa et limite d'élasticité  $R_{0,2}(L) > 370$  MPa

b) Ecart plastique  $R_m - R_{0,2}$  sens L et TL > 100 MPa

c) Facteur d'intensité critique (sens L-T)  $K_{IC} > 170$  MPa $\sqrt{m}$  et  $K_{IC0} > 120$  MPa $\sqrt{m}$  (mesurés selon la norme ASTM E561 sur des éprouvettes entaillées prélevées à quart-épaisseur avec les paramètres B = 5 mm, W = 500 et  $2a_0 = 165$  mm)

d) Vitesse de propagation de fissures (L-T) da/dN, mesurée selon la norme ASTM E 647 sur des éprouvettes entaillées prélevées à quart-épaisseur avec W = 200 mm et B = 5 mm :

$$< 10^{-4} \text{ mm/cycle pour } \Delta K = 10 \text{ MPa}\sqrt{m}$$

$$< 2,5 \cdot 10^{-4} \text{ mm/cycle pour } \Delta K = 15 \text{ MPa}\sqrt{m}$$

$$\text{et } < 5 \cdot 10^{-4} \text{ mm/cycle pour } \Delta K = 20 \text{ MPa}\sqrt{m}$$

Cette tôle présente également un niveau de contraintes résiduelles tel que la flèche f mesurée dans les sens L et TL après usinage à mi-épaisseur d'un barreau reposant sur deux supports distants d'une longueur l est telle que :

$$f < (0,14 l^2)/e \text{ f étant mesurée en microns, l'épaisseur e de la tôle et la longueur l étant exprimées en mm.}$$

[0012] L'invention a aussi pour objet un procédé de fabrication d'un produit laminé, filé ou forgé comportant les étapes suivantes :

- coulée d'une plaque ou d'une billette de la composition indiquée,
- homogénéisation de cette plaque ou billette entre 450 et 500°C,
- transformation à chaud et éventuellement à froid jusqu'au produit désiré,
- mise en solution à une température comprise entre 480 et 505°C,
- trempe à l'eau froide,
- traction à froid avec au moins 1,5% de déformation permanente,
- vieillissement naturel à l'ambiante.

### Description de l'invention

[0013] La composition chimique du produit diffère de celle du 2024 habituel par une teneur réduite en fer et silicium, une teneur plus élevée en manganèse et une addition de zirconium. Par rapport au 2034, on a une teneur en manganèse plus basse et une teneur en cuivre légèrement réduite. Par rapport à la composition des alliages décrits dans les brevets US 5863359 et US 5865914, la teneur en cuivre est plus élevée, ce qui permet de compenser, pour la résistance mécanique, l'écrouissage à froid moins élevé après trempe. D'une manière surprenante, ce domaine étroit de

composition (notamment en ce qui concerne le manganèse), associé à des modifications de la gamme de fabrication, conduit, par rapport à l'art antérieur, à une amélioration significative du compromis entre la résistance mécanique, l'allongement et la tolérance aux dommages dans les conditions d'exploitation d'un avion civil de grande capacité.

[0014] De plus, et de manière tout à fait inattendue, on observe, pour les produits épais, un faible taux de contraintes résiduelles, permettant un usinage sans distorsion de pièces de grande dimension.

[0015] Le procédé de fabrication comporte la coulée de plaques, dans le cas où le produit à fabriquer est une tôle laminée, ou de billettes dans le cas où il s'agit d'un profilé filé ou d'une pièce forgée. La plaque ou la billette est scalpée, puis homogénéisée entre 450 et 500°C. On effectue ensuite la transformation à chaud par laminage, filage ou forgeage. Cette transformation se fait de préférence à une température plus élevée que les températures habituellement utilisées, la température de sortie étant supérieure à 420°C et de préférence à 440°C de manière à obtenir sur le produit traité une structure peu recristallisée, avec un taux de recristallisation au quart épaisseur inférieur à 20%, et de préférence à 10%. Le demi-produit laminé, filé ou forgé est ensuite mis en solution entre 480 et 505°C, de manière que cette mise en solution soit aussi complète que possible, c'est-à-dire que le maximum de phases potentiellement solubles, notamment les précipités  $Al_2Cu$  et  $Al_2CuMg$ , soit effectivement en solution solide. La qualité de la mise en solution peut être appréciée par analyse enthalpique différentielle (AED) en mesurant l'énergie spécifique à l'aide de l'aire du pic sur le thermogramme. Cette énergie spécifique doit être, de préférence, inférieure à 2 J/g.

[0016] Puis on procède à la trempe à l'eau froide, et à une traction contrôlée conduisant à un allongement permanent d'au moins 1,5%. Le produit subit enfin un vieillissement naturel à température ambiante.

[0017] Les produits selon l'invention présentent des caractéristiques mécaniques statiques nettement améliorées par rapport à l'alliage 2024-T351, utilisé actuellement pour les intrados d'aile d'avion, et à peine plus faibles que celles du 2034-T351. L'écart plastique et l'allongement élevés du matériau entraînent une excellente aptitude au formage à froid. La ténacité, mesurée par les facteurs d'intensité critique de contrainte en contrainte plane  $K_{Ic}$  et  $K_{IIc}$ , est supérieure de plus de 10% à celle du 2024 et du 2034, et la vitesse de propagation de fissure  $da/dN$  est nettement améliorée par rapport à ces deux alliages, notamment pour les valeurs élevées de  $\Delta K$ , et pour des chargements à amplitude variable. Les durées de vie en fatigue, mesurées sur des éprouvettes entaillées prélevées à mi-épaisseur dans le sens L, sont également améliorées de plus de 20% par rapport au 2024 et au 2034. Enfin, le niveau de contraintes résiduelles, mesuré par la flèche  $f$  après usinage à mi-épaisseur d'un barreau reposant sur deux supports distants d'une longueur  $l$ , est plutôt bas, alors qu'on aurait pu s'attendre au contraire avec une structure fibrée. Cette flèche, mesurée en microns, est toujours inférieure au quotient  $(0,14 l^2)/e$ , la longueur  $l$  et l'épaisseur  $e$  de la tôle étant exprimées en mm.

[0018] L'ensemble de ces propriétés font que les produits selon l'invention sont particulièrement bien adaptés à la fabrication d'éléments de structure d'avions, notamment des intrados d'ailes, mais également des profilés pour caisson de voilure, pour semelles de longerons et nervures assemblés et des peaux et raidisseurs de fuselage.

### Exemples

[0019] On a coulé 3 plaques de largeur 1450 mm et d'épaisseur 446 mm respectivement en alliage 2024, 2034 et alliage selon l'invention. Les compositions chimiques (% en poids) des alliages sont données au tableau 1 :

Tableau 1

alliage	Si	Fe	Cu	Mg	Mn	Zr
2024	0,12	0,20	4,06	1,36	0,54	0,002
2034	0,05	0,07	4,30	1,34	0,98	0,104
invention	0,06	0,08	4,14	1,26	0,65	0,102

[0020] Les plaques ont été scalpées, puis homogénéisées dans les conditions suivantes :

Pour le 2024, 2h à 495°C puis 5h à 460°C

Pour le 2034, 5 h à 497°C

Pour l'alliage selon l'invention, montée en 12 h et maintien de 6h à 483°C

Une partie des tôles a été ensuite laminée à chaud jusqu'à une épaisseur de 40 mm par passes successives de l'ordre de 20 mm. Une autre partie des tôles a été laminée à chaud jusqu'à 15 mm. Pour l'alliage selon l'invention, la température d'entrée au laminage à chaud était de 467°C, la température de sortie à 40 mm de 465°C et celle à 15 mm de 444°C.

[0021] Les tôles ont été mises en solution dans les conditions suivantes :

## EP 1 026 270 A1

3h et 6h à 497°C pour les tôles en 2024 d'épaisseur respective 15 et 40 mm,

2h et 5h à 499°C pour les tôles en 2034 d'épaisseur 15 et 40 mm

9h à 497°C pour les tôles selon l'invention.

5 [0022] Après trempe à l'eau froide, toutes les tôles ont subi ensuite une traction contrôlée à 2% d'allongement permanent.

[0023] On a mesuré sur les tôles les caractéristiques mécaniques statiques dans les sens L et TL, à savoir la résistance à la rupture  $R_m$  (en MPa), la limite d'élasticité conventionnelle à 0,2%  $R_{0,2}$  (en MPa) et l'allongement à la rupture A (en %). Les résultats sont rassemblés au tableau 2 :

10

Tableau 2

15

20

25

30

Alliage	Epaisseur	Sens	$R_m$	$R_{0,2}$	A
2024	40	L	468	362	20,0
2024	40	TL	469	330	17,4
2024	15	L	462	360	21,2
2024	15	TL	467	325	17,6
2034	40	L	534	416	11,2
2034	40	TL	529	393	12,0
2034	15	L	548	431	13,8
2034	15	TL	531	395	14,6
Invention	40	L	510	384	15,4
Invention	40	TL	475	336	18,9
Invention	15	L	501	390	16,7
Invention	15	TL	491	351	19,1

35

[0024] On a mesuré également la ténacité par les facteurs d'intensité critique en contrainte plane  $K_c$  et  $K_{c0}$  (en  $\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$ ) dans le sens L-T, selon la norme ASTM E 561, sur des éprouvettes CCT, prélevées à quart-épaisseur, de largeur  $W = 500$  mm, d'épaisseur  $B = 5$  mm, et une entaille centrale usinée par électroérosion  $2a_0 = 165$  mm, agrandie par essai de fatigue jusqu'à 170 mm. Les résultats sont donnés au tableau 3 :

40

Tableau 3

45

Alliage	Epaisseur	$K_c$	$K_{c0}$
2024	40	143,4	105,2
2034	40	128,8	97,8
Invention	40	179,7	122
2034	15	136,4	103,7
Invention	15	173,6	124,3

50

[0025] On a mesuré également la vitesse de propagation de fissure de fatigue  $da/dn$  dans le sens L-T (en mm/cycle) pour différentes valeurs de  $\Delta K$  (en  $\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$ ) selon la norme ASTM E 647. On utilise pour cela 2 éprouvettes CCT de largeur  $W = 200$  mm et d'épaisseur  $B = 5$  mm, prélevées à quart épaisseur de tôle dans le sens L-T. La longueur de l'entaille centrale usinée par électroérosion est de 30 mm, et cette entaille est agrandie par essai de fatigue à 40 mm. L'essai de mesure de vitesse de fissuration est effectué sur une machine MTS avec une sollicitation en  $R = 0,05$  et une contrainte de 40 MPa, calculée pour obtenir une valeur de  $\Delta K$  de 10  $\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$  pour la longueur d'entaille de départ de 40 mm (résultats au tableau 4).

55

Tableau 4

Alliage	Ep.	$\Delta K = 10$	$\Delta K = 12$	$\Delta K = 15$	$\Delta K = 20$	$\Delta K = 25$
2024	40	$9 \cdot 10^{-5}$	$1,5 \cdot 10^{-4}$	$3,0 \cdot 10^{-4}$	$6 \cdot 10^{-4}$	$9 \cdot 10^{-3}$
2034	40	$8 \cdot 10^{-5}$	$1,5 \cdot 10^{-4}$	$3 \cdot 10^{-4}$	$5,7 \cdot 10^{-4}$	$1,7 \cdot 10^{-3}$
Inv.	40	$5,5 \cdot 10^{-5}$	$1,7 \cdot 10^{-4}$	$2,0 \cdot 10^{-4}$	$4,0 \cdot 10^{-4}$	$7,8 \cdot 10^{-4}$
2034	15	$8 \cdot 10^{-5}$	$1,5 \cdot 10^{-4}$	$3 \cdot 10^{-4}$	$5,2 \cdot 10^{-4}$	$2,1 \cdot 10^{-3}$
Inv.	15	$4,9 \cdot 10^{-5}$	$6,0 \cdot 10^{-5}$	$1,3 \cdot 10^{-4}$	$2,5 \cdot 10^{-4}$	$5,4 \cdot 10^{-4}$

[0026] Des essais de fatigue selon la spécification Airbus AITM 1-0011 ont été réalisés sur des éprouvettes à trou de longueur 230 mm, de largeur 50 mm et d'épaisseur 7,94 mm, prélevée à mi-épaisseur de la tôle sens L. Le diamètre du trou est de 7,94 mm.

[0027] On a appliqué une contrainte moyenne pleine éprouvette de 80 MPa avec 4 niveaux de contraintes alternées: 85 MPa, 55 MPa, 45 MPa et 35 MPa pour les tôles de 40 mm, 110, 85, 55 et 45 MPa pour les tôles de 15 mm, avec 2 éprouvettes par niveau.

[0028] Les valeurs moyennes de durée de vie (en nombre de cycles) sont indiqués au tableau 5. On constate que, pour des éprouvettes avec un facteur d'entaille  $K_t = 2,5$ , la durée de vie en fatigue est améliorée de plus de 20% par rapport à l'alliage 2024.

Tableau 5

alliage	Epaisseur mm	80 $\pm$ 85 MPa	80 $\pm$ 55 MPa	80 $\pm$ 45 MPa	80 $\pm$ 35 MPa
2024	40	36044	159721		
2034	40	30640	125565	340126	839340
invention	40	42933	219753	392680	1018240
2034	15	41040	204038	352957	
invention	15	45841	241932	429895	

[0029] On a mesuré enfin les flèches  $f$  dans le sens L et TL, ainsi que le taux de recristallisation (en %) en surface, à quart-épaisseur et à mi-épaisseur, déterminé par analyse d'image après attaque chimique de l'échantillon.

[0030] La flèche  $f$  est mesurée de la manière suivante. On prélève dans la tôle d'épaisseur  $e$  deux barreaux, l'un appelé barreau sens L, de longueur  $b$  dans le sens de la longueur de la tôle (sens L), de largeur 25 mm dans le sens de la largeur de la tôle (sens TL) et d'épaisseur  $e$  selon la pleine épaisseur de la tôle (sens TC), l'autre, appelé barreau sens TL, ayant 25 mm dans le sens L,  $b$  dans le sens TL et  $e$  dans le sens TC.

[0031] On usine chaque barreau jusqu'à mi-épaisseur et on mesure la flèche à mi-longueur du barreau. Cette flèche est représentative du niveau de contraintes internes de la tôle et de son aptitude à ne pas se déformer à l'usinage. La distance 1 entre les supports était de 180 mm et la longueur  $b$  des barreaux de 200 mm. L'usinage est un usinage mécanique progressif avec des passes d'environ 2 mm. La mesure de la flèche à mi-longueur s'effectue à l'aide d'un comparateur d'une résolution d'un micron. Les résultats concernant les flèches et les taux de recristallisation sont donnés au tableau 6.

Tableau 6

alliage	Epaisseur	$f_L$ ( $\mu$ m)	$f_{TL}$ ( $\mu$ m)	Taux recr. (Surf.) %	Taux recr. (1/4 ép.) %	Taux recr. (1/2 ép.) %
2024	40	210	120	79	58	30
2034	40	147	129	12	0	0
Invention	40	86	75	46	5	2

## Revendications

1. Produit laminé, filé ou forgé en alliage AlCuMg, traité par mise en solution, trempe et traction à froid, destiné à la fabrication d'éléments de structure d'avion, de composition (% on poids) :  
 5 Fe < 0,15 Si < 0,15 Cu : 3,8 - 4,4 (préf. 4,0 - 4,3) Mg : 1 - 1,5 Mn : 0,5 - 0,8 Zr : 0,08 - 0,15 autres éléments: < 0,05 chacun et < 0,15 au total, et présentant un rapport  $R_{m(L)}/R_{0,2(L)} > 1,25$  (de préférence > 1,30).
2. Produit selon la revendication 1, caractérisé en ce que Fe + Si < 0,15%.
- 10 3. Produit laminé d'épaisseur 6 à 60 mm selon l'une des revendications 1 ou 2, présentant à l'état trempé et tractionné une résistance à la rupture  $R_{m(L)} > 475$  MPa et une limite d'élasticité  $R_{0,2(L)} > 370$  MPa
4. Produit laminé d'épaisseur 6 à 60 mm selon l'une des revendications 1 à 3, présentant à l'état trempé et tractionné un écart plastique entre la résistance à la rupture  $R_m$  et la limite d'élasticité  $R_{0,2}$  dans les sens L et TL > 100 MPa.  
 15
5. Produit laminé d'épaisseur 6 à 60 mm selon l'une des revendications 1 à 4, présentant à l'état trempé et tractionné un facteur d'intensité critique (L-T)  $K_c > 170$  MPa $\sqrt{m}$  et  $K_{c0} > 120$  MPa $\sqrt{m}$ , mesurés selon la norme ASTM E 561 sur des éprouvettes entaillées prélevées à quart-épaisseur avec les paramètres W = 500 mm, B = 5 mm et  $2a_0 = 165$  mm.  
 20
6. Produit laminé selon l'une des revendications 1 à 5, caractérisé en ce qu'il présente un facteur d'intensité critique (sens L-T)  $K_c$  ou  $K_{c0}$  augmenté d'au moins 10% par rapport à l'alliage 2024 dans les mêmes conditions.
- 25 7. Produit laminé d'épaisseur 6 à 60 mm selon l'une des revendications 1 à 6, présentant à l'état trempé et tractionné une vitesse de propagation de fissures (LT) da/dn, mesurée selon la norme ASTM E 647 sur des éprouvettes entaillées prélevées à quart-épaisseur avec W = 200 mm et B = 5mm:  
 30  

$$< 10^{-4} \text{ mm/cycle pour } \Delta K = 10 \text{ MPa}\sqrt{m}$$

$$< 2,5 \cdot 10^{-4} \text{ mm/cycle pour } \Delta K = 15 \text{ MPa}\sqrt{m}$$

$$\text{et } < 5 \cdot 10^{-4} \text{ mm/cycle pour } \Delta K = 20 \text{ MPa}\sqrt{m}$$
- 35 8. Produit laminé selon l'une des revendication 1 à 7, caractérisé en ce qu'il présente une flèche f mesurée dans les sens L et TL après usinage à mi-épaisseur d'un barreau reposant sur deux supports distants d'une longueur l inférieure à  $(0,14 l^2)/e$ , f étant mesurée en microns, l'épaisseur e de la tôle et la longueur l étant exprimées en mm
9. Produit laminé selon l'une des revendications 3 à 8, présentant une durée de vie moyenne en fatigue, mesurée sur une éprouvette entaillée prélevée à mi-épaisseur sens L, augmentée de plus de 20% par rapport à l'alliage 2024.  
 40
11. Procédé de fabrication d'un produit selon l'une des revendications 1 à 9, comportant les étapes suivantes :  
 45  
  - coulée d'une plaque de la composition indiquée
  - homogénéisation de cette plaque entre 450 et 500°C,
  - transformation à chaud, et éventuellement à froid, par laminage, filage ou forgeage jusqu'au produit désiré,
  - mise en solution à une température comprise entre 480 et 505°C,
  - trempe à l'eau froide,
  - 50 - traction à froid jusqu'à plus de 1,5% de déformation permanente,
  - vieillissement naturel à l'ambiante.
12. Procédé selon la revendication 10, caractérisé en ce que la transformation à chaud se fait avec une température de sortie > 420°C, et de préférence > 440°C.  
 55
13. Utilisation de tôles selon l'une des revendications 3 à 9 pour la fabrication de peau d'intrados de voilure d'avion.
14. Utilisation de profilés selon l'une des revendications 1 ou 2 pour la fabrication de raidisseurs d'intrados de voi-



lure ou de fuselage d'avion.

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55



Office européen  
des brevets

## RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numéro de la demande  
EP 00 42 0020

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS			
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	CLASSEMENT DE LA DEMANDE (Int.Cl.7)
X	US 5 863 359 A (KARABIN LYNETTE M ET AL) 26 janvier 1999 (1999-01-26) * revendications 1-34 * * colonne 3, ligne 35 - colonne 10, ligne 51 *	1-12	C22C21/16 C22F1/057
X	EP 0 489 408 A (ALUMINUM CO OF AMERICA) 10 juin 1992 (1992-06-10) * revendications 1-10 * * colonne 2, ligne 39 - colonne 6, ligne 43 *	1-12	
D, X	EP 0 031 605 A (BOEING CO) 8 juillet 1981 (1981-07-08) * revendications 1-10 * * exemples 1-4 * * page 4, ligne 10 - page 10, ligne 27 * * figures 1-8 *	1-12	
D, X	EP 0 473 122 A (ALUMINUM CO OF AMERICA) 4 mars 1992 (1992-03-04) * revendications 1-20 * * page 1, ligne 54 - page 5, ligne 43 * * figures 1-4 *	1-12	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.Cl.7)
D, X	EP 0 731 185 A (PECHINEY RHENALU) 11 septembre 1996 (1996-09-11) * revendications 1-35 *  * exemples 1-3 * * page 3, ligne 50 - page 5, ligne 25 * * figures 1-12 *	1, 11 2-10, 12, 13	C22C C22F B32B
A	-/-		
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche <b>LA HAYE</b>		Date d'achèvement de la recherche <b>15 mars 2000</b>	Examineur <b>Vlassi, E</b>
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant	
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : antérie-plen technologique O : divulgation non-écrite P : document prioritaire			

EPO FORM 1200 (04/98) (P/0000)



Office européen  
des brevets

# RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numéro de la demande  
EP 00 42 0020

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS			
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	CLASSEMENT DE LA DEMANDE (Int.Cl.7)
D, A	EP 0 038 605 A (BOEING CO) 28 octobre 1981 (1981-10-28) * revendications 1-35 * * exemples 1-6 * * figures 1-8 * * page 4, ligne 1 - page 8, ligne 34 *		
A	US 5 759 302 A (ETO TAKEHIKO ET AL) 2 juin 1998 (1998-06-02) * revendications 1-3 * * colonne 3, ligne 1 - colonne 8, ligne 62 * * exemples 1-3,5 *	1-12	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.Cl.7)
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche <b>LA HAYE</b>		Date d'achèvement de la recherche <b>15 mars 2000</b>	Examineur <b>Vlassi, E</b>
<p><b>CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES</b></p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : artère-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document prioritaire</p> <p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons Δ : membre de la même famille, document correspondant</p>			

EPO FORM 1503 03-02 (Rev.03/99)

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET EUROPEEN NO.**

EP 00 42 0020

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relative aux documents brevets cités dans le rapport de recherche européenne visé ci-dessus.  
Lesdits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du  
Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets.

15-03-2000

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 5863359 A	26-01-1999	US 5865914 A	02-02-1999
EP 0489408 A	10-06-1992	CA 2056750 A	04-06-1992
		JP 5195172 A	03-08-1993
EP 0031605 A	08-07-1981	US 4336075 A	22-06-1982
		JP 1371762 C	07-04-1987
		JP 56123347 A	28-09-1981
		JP 61040742 B	10-09-1986
EP 0473122 A	04-03-1992	AU 657692 B	23-03-1995
		AU 8270491 A	05-03-1992
		CA 2049840 A	28-02-1992
		DE 69125436 D	07-05-1997
		DE 69125436 T	07-05-1998
		ES 2102376 T	01-08-1997
		JP 5339687 A	21-12-1993
		US 5213639 A	25-05-1993
EP 0731185 A	11-09-1996	FR 2731440 A	13-09-1996
		DE 69606208 D	24-02-2000
EP 0038605 A	28-10-1981	US 4294625 A	13-10-1981
		JP 1691603 C	27-08-1992
		JP 3046537 B	16-07-1991
		JP 56158834 A	07-12-1981
US 5759302 A	02-06-1998	JP 8283892 A	29-10-1996

Pour tout renseignement concernant cette annexe : voir Journal Officiel de l'Office européen des brevets, No.12/82